

УДК 533.6.05

**Экспериментальные исследования нестационарных  
аэродинамических характеристик колеблющегося по углу тангажа  
вертолётного профиля**

**Кириллов О.Е.\*, Миргазов Р.М.\*, Голубев Н.В.\*, Петрухин Д.А.\***

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е.*

*Жуковского, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

*\*e-mail: [spintest@tsagi.ru](mailto:spintest@tsagi.ru)*

*Статья поступила 15.03.2019*

**Аннотация**

В статье представлены результаты экспериментальных исследований нестационарных интегральных и распределенных аэродинамических характеристик вертолетного профиля в стационарном и нестационарном режимах. Стационарный режим – это неподвижный профиль в однородном стационарном потоке воздуха. Нестационарный режим – это колеблющийся по углу тангажа профиль в однородном стационарном потоке воздуха. Исследования были проведены в вертикальной, замкнутой, с открытой рабочей частью аэродинамической трубе ЦАГИ. Испытания проводились при числах Рейнольдса  $Re=270000$  и  $540000$ ; приведенных частотах от 0.06 до 0.26.

Особенностью исследований было использование двух методов определения аэродинамических характеристик, а именно: прямой метод измерения сил с помощью весов и вычисление сил интегрированием распределения давления вдоль

хорды. Проведено сравнение полученных результатов, показано их удовлетворительное совпадение в стационарном режиме.

Другой особенностью исследований был анализ пульсаций сил и давлений на поверхности профиля. В частности, применением вейвлет-анализа продемонстрировано явление, названное «взрыв частот», характерное для динамического отрыва потока.

**Ключевые слова:** колебания по углу тангажа, динамический срыв, аэродинамическая труба, вейвлет.

### Основные обозначения

$C_{xF}$ ,  $C_{yF}$ ,  $mzF$  – аэродинамические коэффициенты, полученные прямыми измерениями сил и момента;

$C_{yP}$ ,  $C_{xP}$ ,  $mzP$  – аэродинамические коэффициенты, полученные интегрированием измеренного распределения давления вдоль хорды;

$\theta$  – угол тангажа модели профиля;  $b$  – хорда профиля;

$Re$  – число Рейнольдса;  $A$  – амплитуда колебаний по углу тангажа;

$f$  – частота колебаний;  $T=1/f$  – период колебаний;

$V$  – скорость потока в АДТ;  $k=\pi \frac{bf}{V}$  – приведенная частота;

$C_p$  – коэффициент давления;  $\sigma$  – среднеквадратичное отклонение.

### Введение

Динамический отрыв пограничного слоя оказывает определяющее влияние на нестационарную аэродинамику несущих поверхностей на больших углах атаки, в

частности на крыльях маневрирующих самолётов, на лопатках турбин реактивных двигателей и на лопастях скоростных вертолётов [1-8].

В случае вертолётов динамический срыв возникает на отступающих лопастях (которые работают на больших углах атаки для компенсации их невысоких скоростей относительно потока). Такой локальный отрыв является одним из источников вибраций всего несущего (рулевого) винта, может ухудшить нагрузку лопастей и даже вызвать явление аналогичное неустойчивости (срывного флаттера).

Для расчёта характеристик несущего винта вертолёта используются, в том числе, и полуэмпирические методы, для которых необходимы экспериментальные нестационарные аэродинамические характеристики вертолётного профиля [9-15].

Заметим, что для колебаний по углу тангажа нестационарными принято считать характеристики, соответствующие приведенной частоте большей, чем 0,05 [16]. Характеристики при меньших приведенных частотах принято называть квазистационарными.

Нестационарные нагрузки могут быть получены с использованием прямых измерений сил, но для этого обычно требуется динамическая калибровка весов для разделения структурных и аэродинамических реакций на нестационарное аэродинамическое воздействие. Прямые измерения силы дают глобальные нагрузки, действующие на всю модель, и не позволяют локализовать источники нестационарной нагрузки в определенных областях вдоль хорды. Однако измерения поверхностного давления (в том числе и нестационарного, то есть, зависящего от времени) обеспечивают средство для изучения отдельных (частных составляющих) характеристик потока и могут быть проинтегрированы для определения влияния

потока на нестационарные нагрузки. Например, измерения нестационарного поверхностного давления использовались для изучения баффетинга аэродинамического профиля и развитие статического отрыва [2], [13]. В этих исследованиях было обнаружено, что колебания момента тангажа и подъемной силы наиболее велики после срыва потока ( $\alpha=15^\circ$ ) и уменьшаются при увеличении угла атаки ( $\alpha>20^\circ$ ) [13].

В настоящей работе представлены результаты измерений постоянных и нестационарных воздушных нагрузок, как с помощью интегрирования давления, так и с помощью прямых измерений сил и момента тангажа.

### Экспериментальная установка

С целью накопления экспериментальных данных об аэродинамических характеристиках вертолетных профилей при их нестационарном поведении, включая условия динамического срыва, в ЦАГИ разработан стенд “Динамическое крыло” (ДИНКР). На рис.1 представлен общий вид модели крыла с исследуемым профилем, а на рис. 2 общий вид модели крыла на стенде ДИНКР.

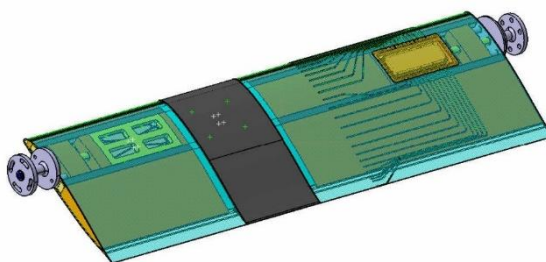


Рисунок 1: Общий вид модели крыла



Рисунок 2: Общий вид модели на стенде ДИНКР

Стенд позволяет проводить испытания моделей крыльев с хордой  $b=0.1...0.3$ м и размахом 0.9м, устанавливаемых как между концевыми шайбами диаметром 0.6м, так и без них. Испытания проводятся при скоростях потока в диапазоне  $V=0...30$ м/с.

На стенде осуществляются статические и динамические испытания модели крыла. При динамических испытаниях угол атаки крыла изменяется по гармоническому закону:  $\theta = \theta_0 + A \cos(\omega t)$ . Частота колебаний крыла изменяется в диапазоне  $f=0...10$ Гц, амплитуда колебаний -  $0...10^\circ$ . Средний угол атаки колеблющегося крыла может изменяться в диапазоне от 0 до  $360^\circ$ .

Аэродинамические характеристики вертолётных профилей обычно получают по результатам измерения распределения давления в сечении по поверхности модели крыла или по результатам определения аэродинамических сил и момента, действующих на взвешенный отсек, расположенный в средней части испытываемой модели крыла. В данной работе представлены стационарные  $C_x(\theta)$ ,  $C_y(\theta)$ ,  $mz(\theta)$  и нестационарные  $C_x(\theta(t))$ ,  $C_y(\theta(t))$ ,  $mz(\theta(t))$  аэродинамические характеристики одного вертолётного профиля, полученные по обеим методикам и проведено их сравнение. Для этого были проведены испытания с моделью крыла оборудованной взвешенным

отсеком и установленными блоками с датчиками давления для определения распределения давления в сечении модели крыла.

Ось колебаний модели крыла и взвешенного отсека расположены на расстоянии 25% хорды.

Центральное сечение взвешенного отсека и сечение с дренажными отверстиями располагаются по разным сторонам от центрального сечения модели крыла на расстоянии до него 100 мм.

Геометрические параметры модели крыла: длина 0.9 м, хорда 0.2625 м, площадь 0.236 м<sup>2</sup>, удлинение 3.44. Геометрические параметры взвешенного отсека: длина 0.15 м, хорда 0.2625 м, площадь 0.039 м<sup>2</sup>. Определение распределения давления осуществлялось с помощью двух блоков с датчиками давления КДЦ-24. Общее число точек в сечении модели крыла – 48: 24 точки на верхней поверхности и 24 точки на нижней поверхности.

Испытания проводились при скоростях потока в аэродинамической трубе  $V=15$  м/с и 30 м/с, что соответствует числам  $Re=270000$  и  $Re=540000$ . Статические испытания проводились при углах установки крыла от  $-6^\circ$  до  $35^\circ$  и обратно, а также от  $6^\circ$  до  $-35^\circ$  и обратно. Динамические испытания проводились при двух амплитудах колебаний крыла  $A=5^\circ, 10^\circ$  и при частотах  $f=2.5$  и  $5.0$  Гц, что при указанных выше скоростях соответствовало приведенным частотам  $k=0.06, 0.13, 0.26$ . При этом средние углы установки крыла:  $-25^\circ, -20^\circ, -16^\circ, -15^\circ, -14^\circ, -13^\circ, -12^\circ, -10^\circ, -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 13^\circ, 14^\circ, 15^\circ, 16^\circ, 20^\circ, 25^\circ$  (последовательный проход при постоянных колебаниях).

## Результаты

После обработки весовых измерений и измерений распределения давлений получены следующие результаты.

### Стационарный режим

Стационарные характеристики это функции угла тангажа  $C_x(\theta)$ ,  $C_y(\theta)$ ,  $C_mz(\theta)$  и поляра. На рис. 3 представлены поляры, построенные по весовым измерениям  $C_yF(C_xF)$  и по измерениям распределения давлений  $C_yP(C_xP)$ . Видно их хорошее совпадение, за исключением области минимальных значений  $C_x$ , где у  $C_xP$  наблюдается небольшие отрицательные значения, обусловленные не учетом поверхностного трения при вычислении  $C_x$  по распределению давления.

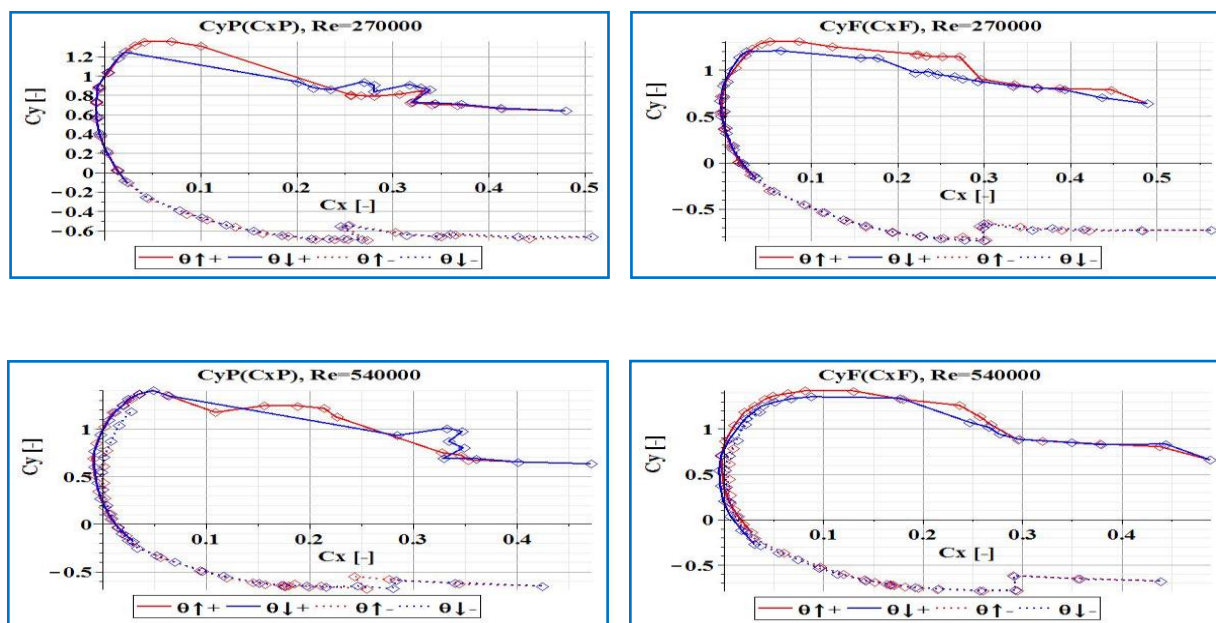


Рисунок 3

На рис. 4 и 5 представлены графики зависимостей  $C_yF(\theta)$  и  $C_yP(\theta)$  для чисел

Рейнольдса  $Re=270000$  и  $540000$  соответственно. Видно различие коэффициентов при увеличении и при уменьшении положительного угла тангажа – так называемый эффект гистерезиса. Величины и характер коэффициентов  $C_y$  одинаковы для обоих методов их получения.

На рис. 6 представлены графики  $mzP(\theta)$  и  $mzF(\theta)$  – коэффициент момента тангажа, полученный из прямых измерений сил и по измерениям распределения давлений. Видно их хорошее совпадение. Также виден гистерезис на положительных углах.

На рисунках 7 и 8 представлены величины пульсаций ( $2\sigma$ ) аэродинамических  $C_xF$ ,  $C_yF$ ,  $mzF$  коэффициентов при различных углах тангажа. Подтверждаются выводы [3], что пульсации максимальны после начала отрыва и уменьшаются при дальнейшем увеличении угла.

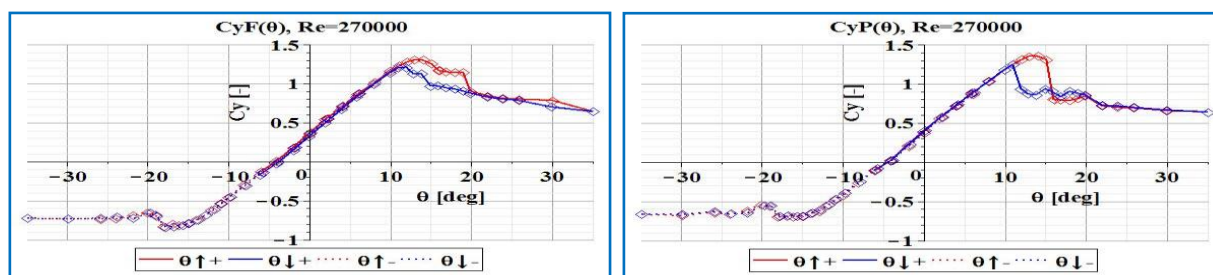


Рисунок 4.

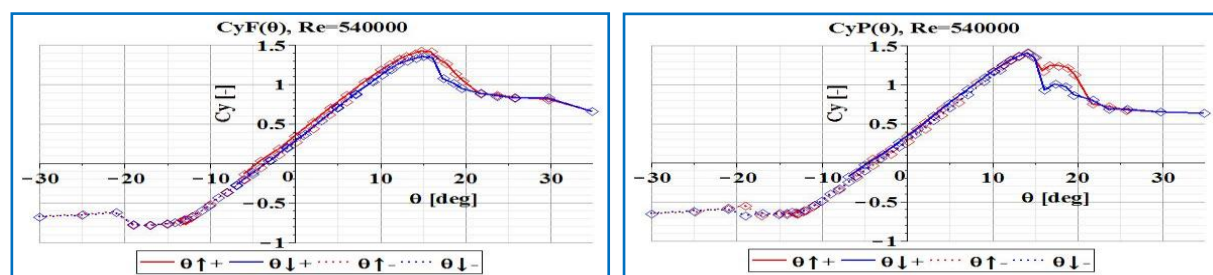


Рисунок 5



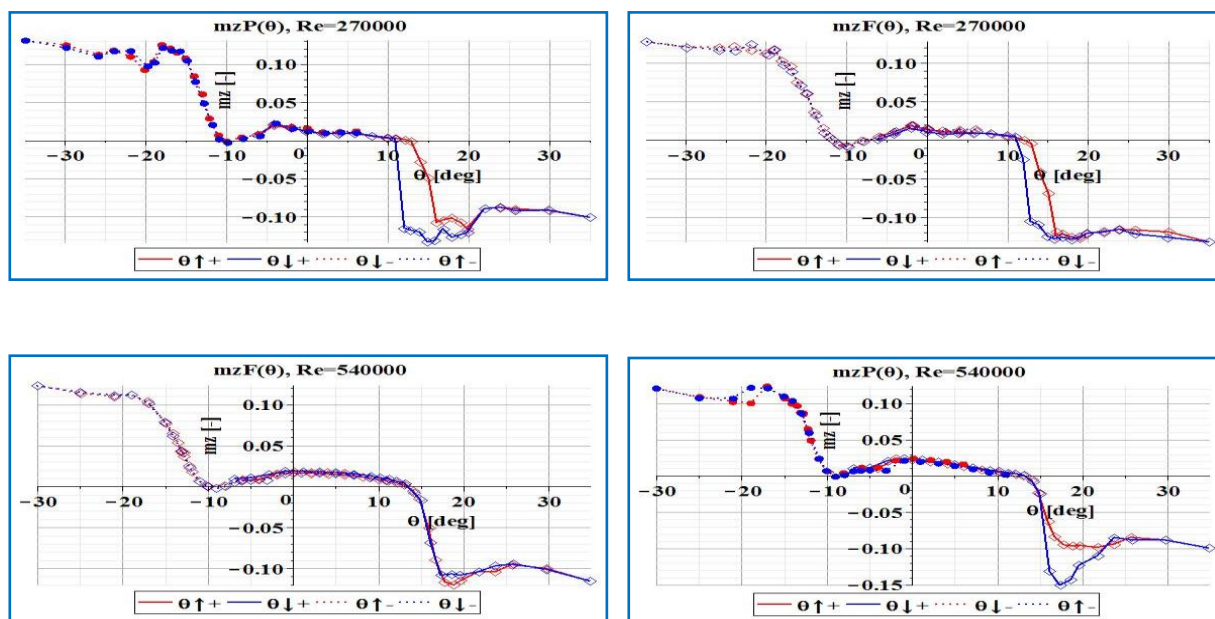


Рисунок 6

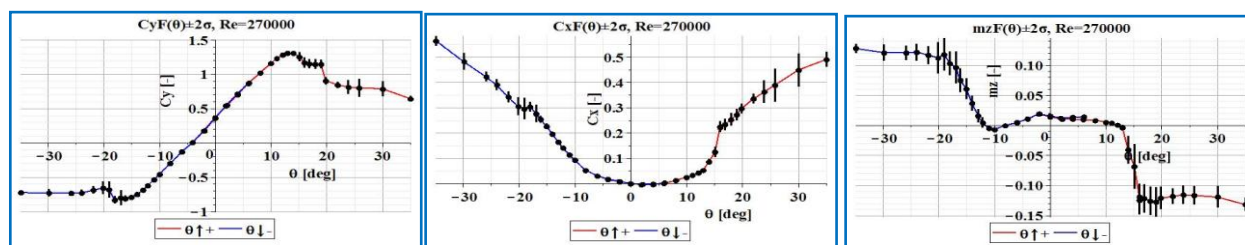


Рисунок 7

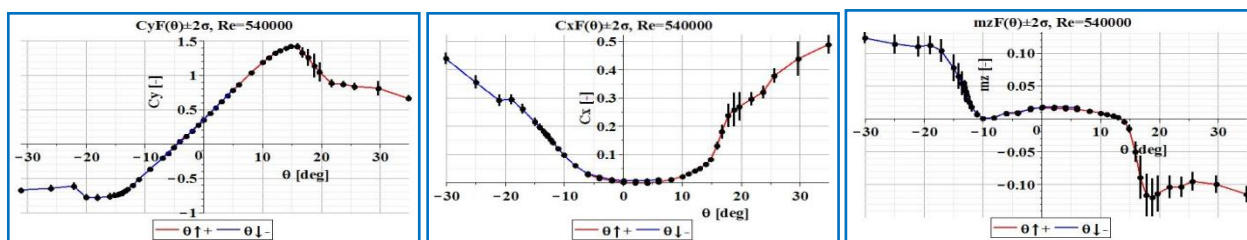


Рисунок 8

Ниже приведены диаграммы, показывающие пульсации ( $2\sigma$ ) коэффициента давления  $C_p$  в различных точках по хорде профиля. В таблицах 1 и 2 приведены координаты точек дренажных отверстий для измерения давления на верхней (Таблица 1) и нижней (Таблица 2) поверхности профиля. Рисунок 9 и таблица 3 соответствуют режиму  $Re=270000$ , положительные углы тангажа. Рисунок 10 и таблица 4 соответствуют режиму  $Re=270000$ , отрицательные углы тангажа. Рисунок 11 и таблица 5 соответствуют режиму  $Re=540000$ , положительные углы тангажа.

Рисунок 12 и таблица 6 соответствуют режиму  $Re=540000$ , отрицательные углы тангажа.

Таблица 1

X/b координаты дренажных точек на верхней поверхности профиля

#P	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
X/b	1.0	0.96	0.92	0.88	0.85	0.81	0.76	0.70	0.64	0.56	0.49	0.42	0.35
#P	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	
X/b	0.297	0.245	0.197	0.15	0.12	0.086	0.062	0.042	0.028	0.018	0.0095	0.0029	

Таблица 2

X/b координаты дренажных точек на нижней поверхности профиля.

#P	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
X/b	0.94	0.88	0.83	0.76	0.69	0.62	0.55	0.48	0.41	0.34	0.27	0.21
#P	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	
X/b	0.17	0.129	0.1	0.076	0.057	0.043	0.033	0.024	0.014	0.008	0.0	

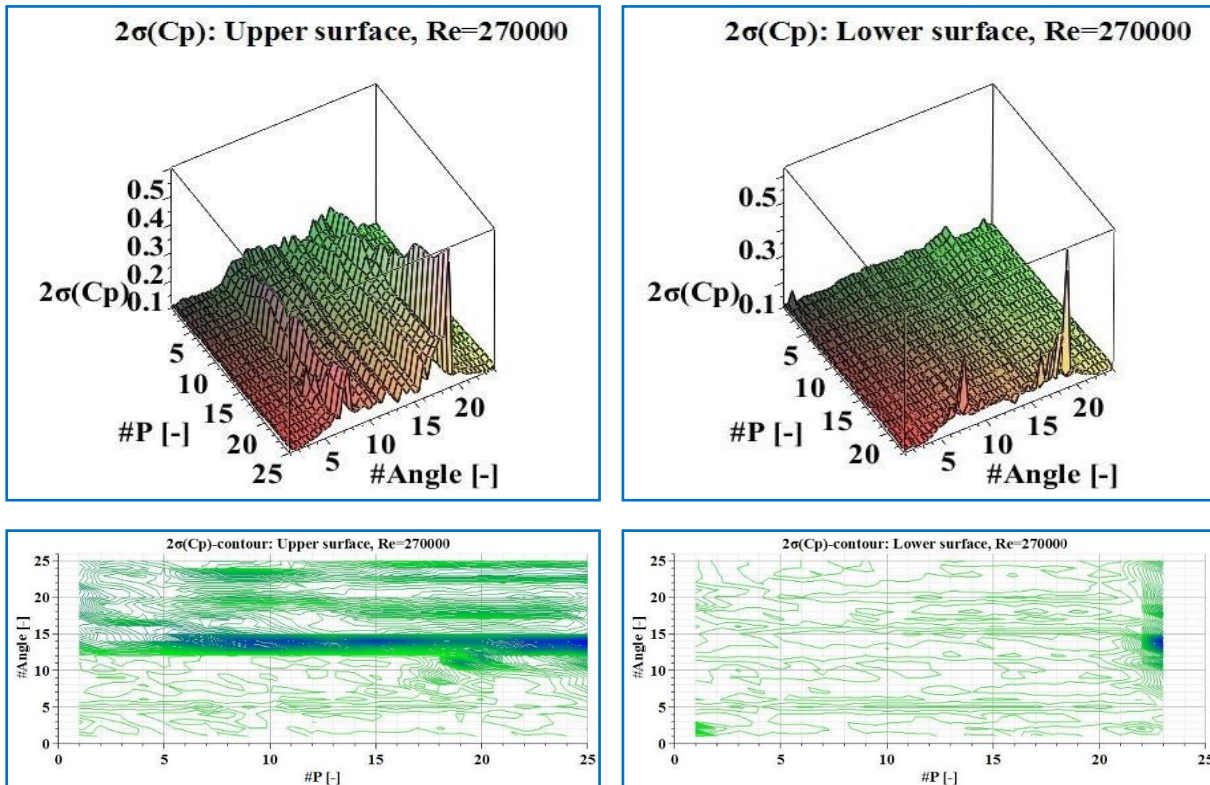


Рисунок 9

Таблица 3

#Angle θ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Angle θ	-6°	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	11°	12°	13°	14°
#Angle θ	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	
Angle θ	15°	16°	16°	17°	18°	19°	20°	22°	24°	26°	30°	35°	

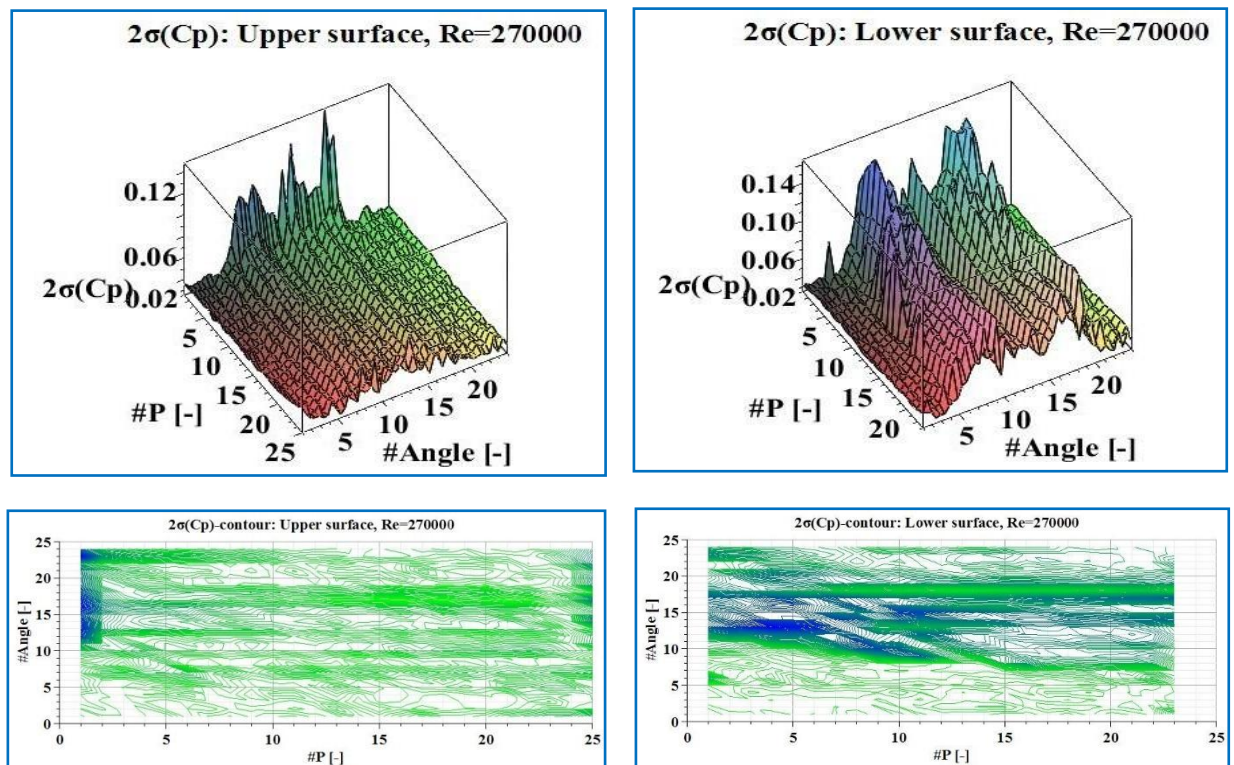


Рисунок 10

Таблица 4

#Angle $\theta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Angle $\theta$	$6^\circ$	$4^\circ$	$2^\circ$	$0^\circ$	$-2^\circ$	$-4^\circ$	$-6^\circ$	$-8^\circ$	$-10^\circ$	$-11^\circ$	$-12^\circ$	$-13^\circ$	$-14^\circ$
#Angle $\theta$	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24		
Angle $\theta$	$-15^\circ$	$-16^\circ$	$-17^\circ$	$-18^\circ$	$-19^\circ$	$-20^\circ$	$-22^\circ$	$-24^\circ$	$-26^\circ$	$-30^\circ$	$-35^\circ$		

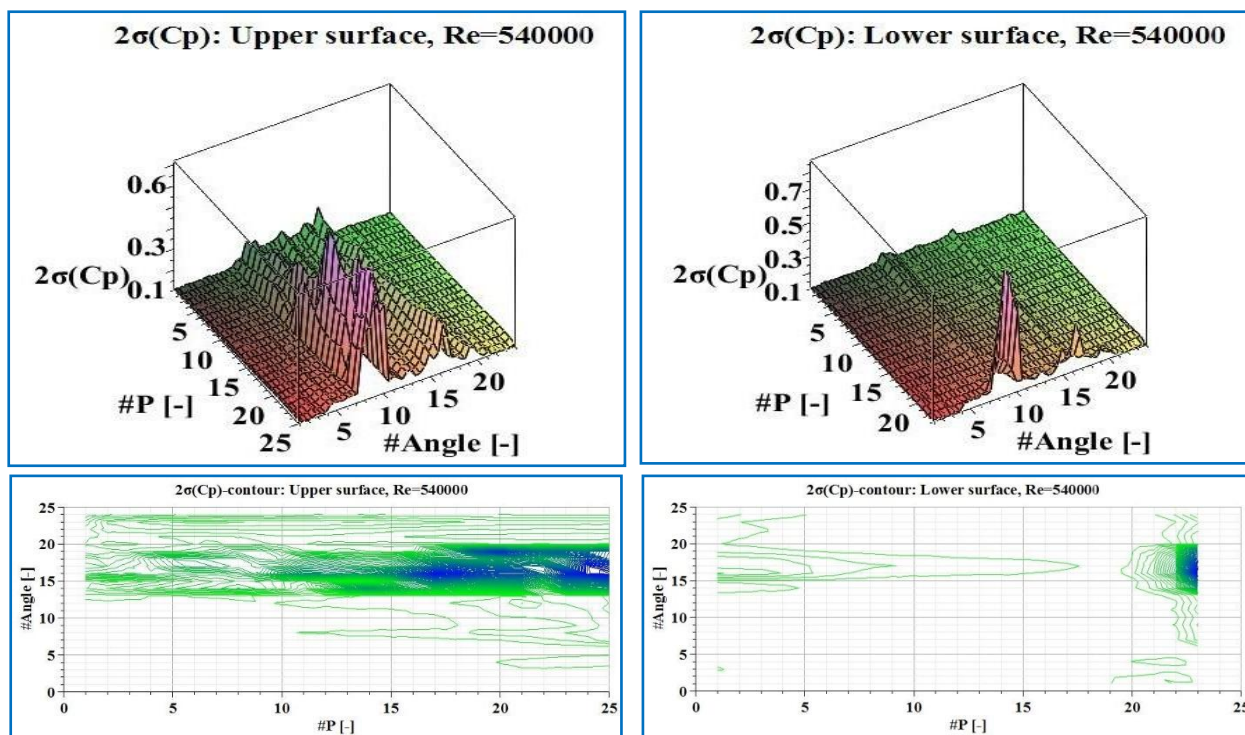


Рисунок 11

Таблица 5

#Angle $\theta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Angle $\theta$	-6°	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	11°	12°	13°	14°
#Angle $\theta$	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24		
Angle $\theta$	15°	16°	17°	18°	19°	20°	22°	24°	26°	30°	35°		



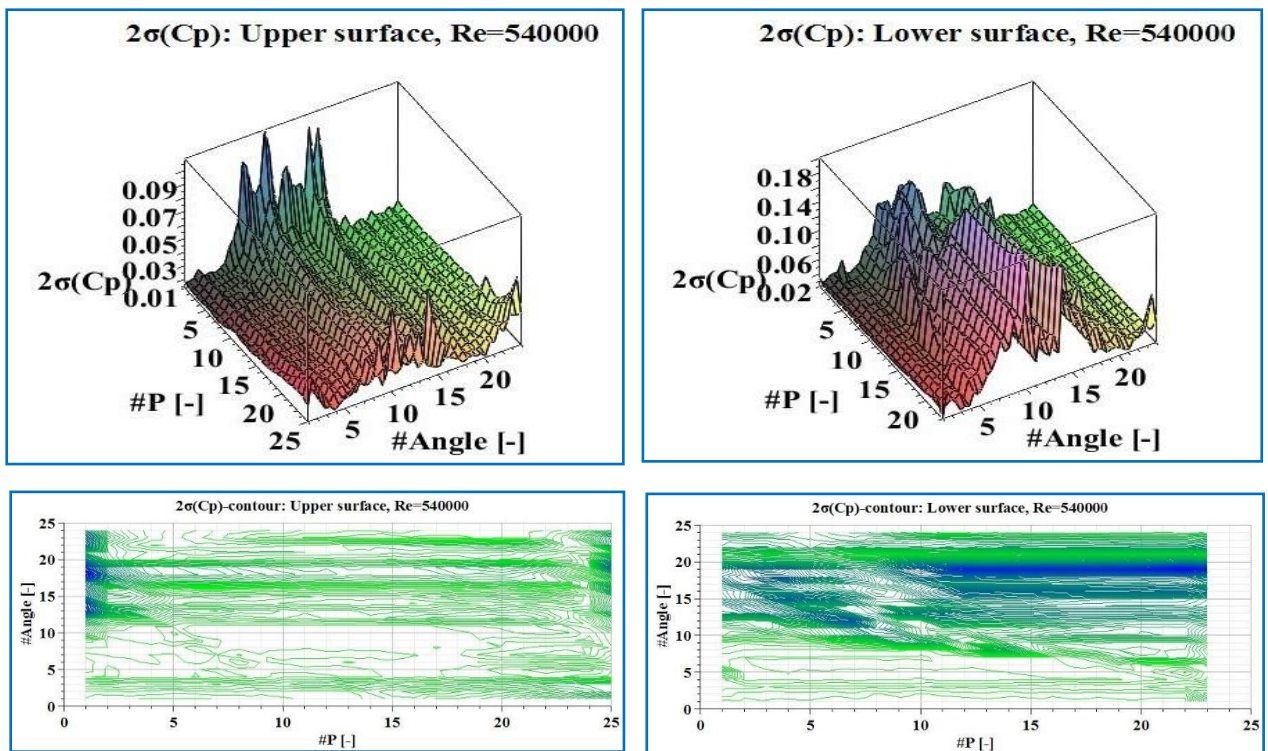


Рисунок 12

Таблица 6

#Angle $\theta$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Angle $\theta$	6°	4°	2°	0°	-2°	-4°	-6°	-8°	-10°	-11°	-12°	-13°	-14°
#Angle $\theta$	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24		
Angle $\theta$	-15°	-16°	-17°	-18°	-19°	-20°	-22°	-24°	-26°	-30°	-35°		

## Динамический режим

Динамические (нестационарные)  $C_x(\theta(t))$ ,  $C_y(\theta(t))$ ,  $C_{mz}(\theta(t))$

аэродинамические характеристики получены для указанных выше режимов. Был проведен вейвлет-анализ [17-20] (с помощью вейвлета Морле) временных рядов, соответствующих весовым параметрам и давлениям в точках поверхности. Выявлено изменение спектрального состава этих временных рядов, в частности, обнаружен эффект «взрыва частот» - появление на части периода колебаний частот некратных частоте колебаний профиля.

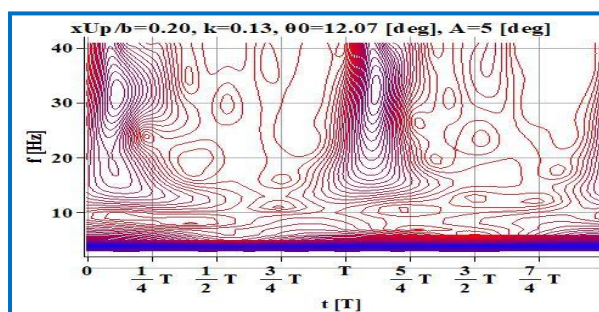


Рисунок 13

На рис. 13 приведена скалограмма, соответствующая давлению в точке верхней поверхности с координатой  $x/b=0.2$  (приведенная частота  $k=0.13$ ; средний угол тангажа  $\theta_0=12.07$  градусов, амплитуда колебаний 5 градусов), иллюстрирующая эффект «взрыва частот». Под эффектом взрыва частот понимается следующее. На рисунке 13 линии уровня красного цвета – это минимальная амплитуда скалограммы, а линии уровня синего цвета – максимальные амплитуды. Из рисунка видно, что частота колебаний ( $f=2.5$  Гц) присутствует на протяжении всего периода, а вот в первой четверти периода внезапно возникают колебания с частотами от 12 до 40 Гц. Причем максимум приходится на 30-32 Гц.

На рисунках 14-16 приведены аналогичные диаграммы для других точек и других режимов. Причем диаграммы приведены и в формате 2-D линий уровня, и в формате 3-D диаграмм, на которых амплитуды нормированы на максимальное значение. Следует особо отметить, что при  $t=\{0, T, 2T, \dots\}$  угол тангажа принимает максимальное значение.

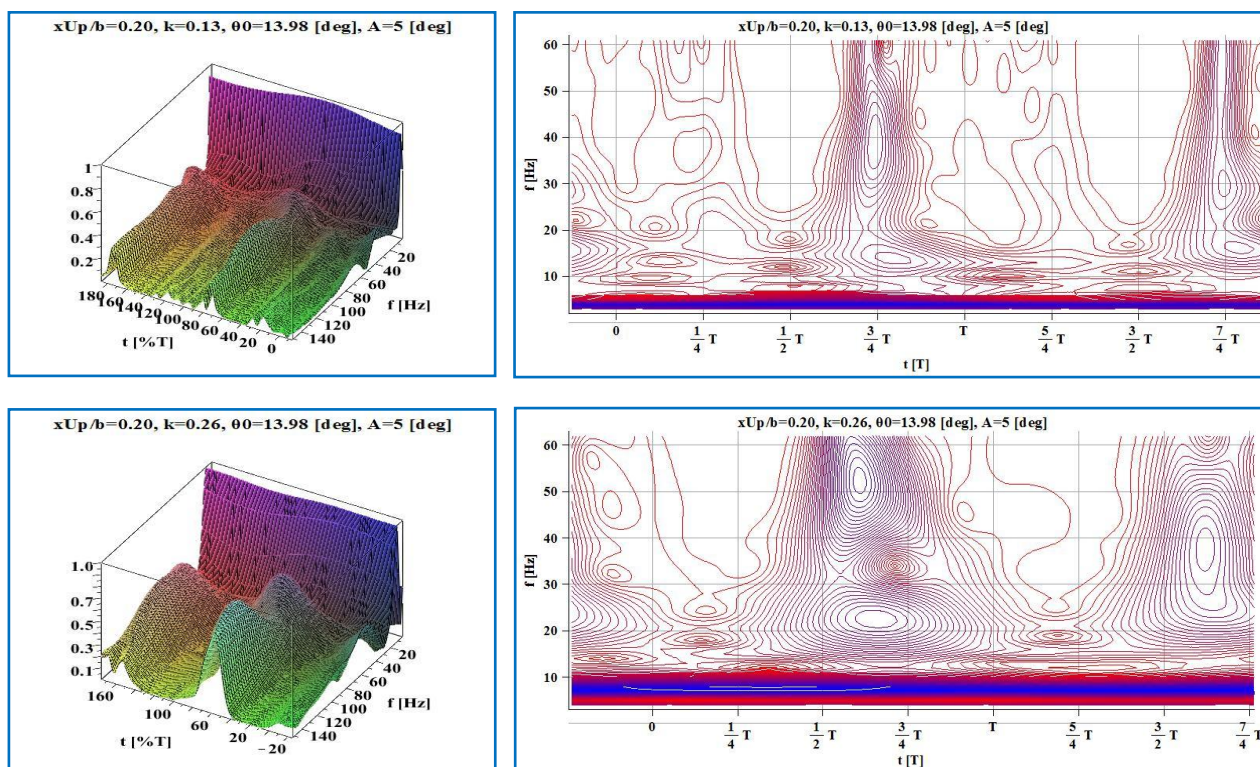


Рисунок 14



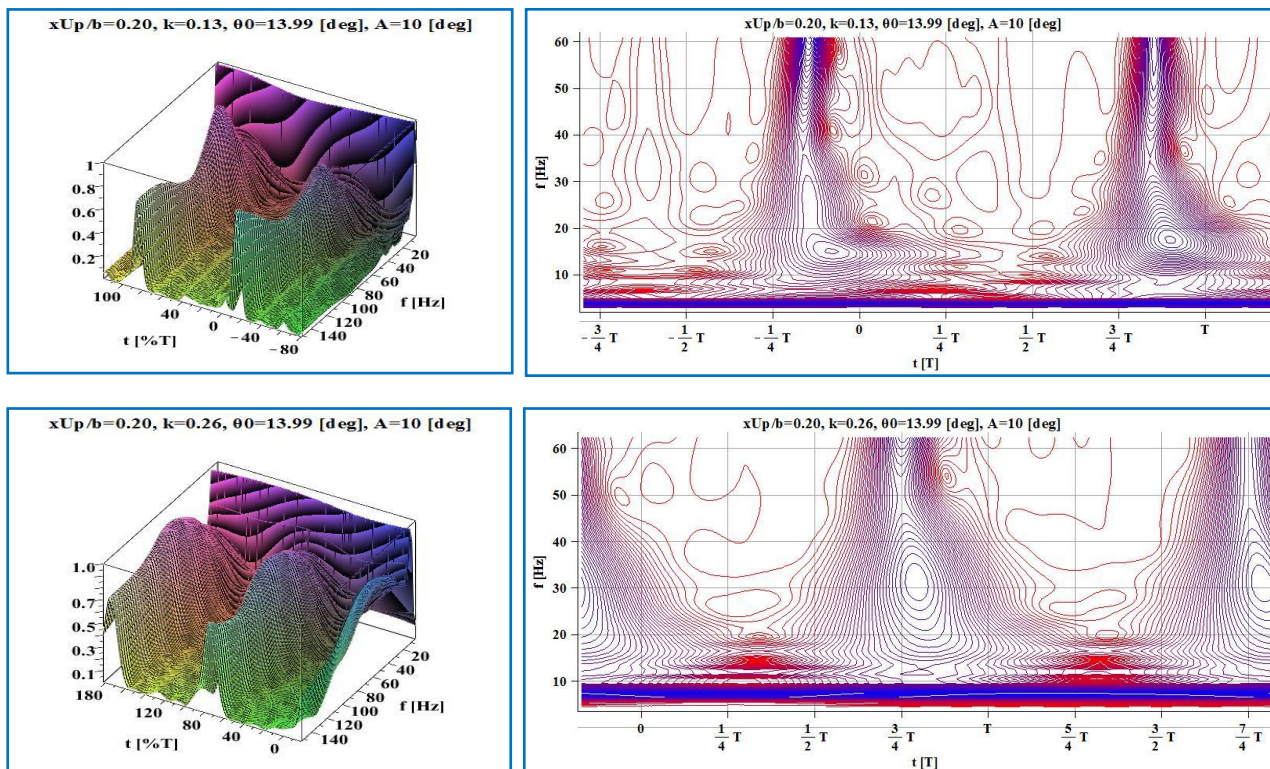


Рисунок 15

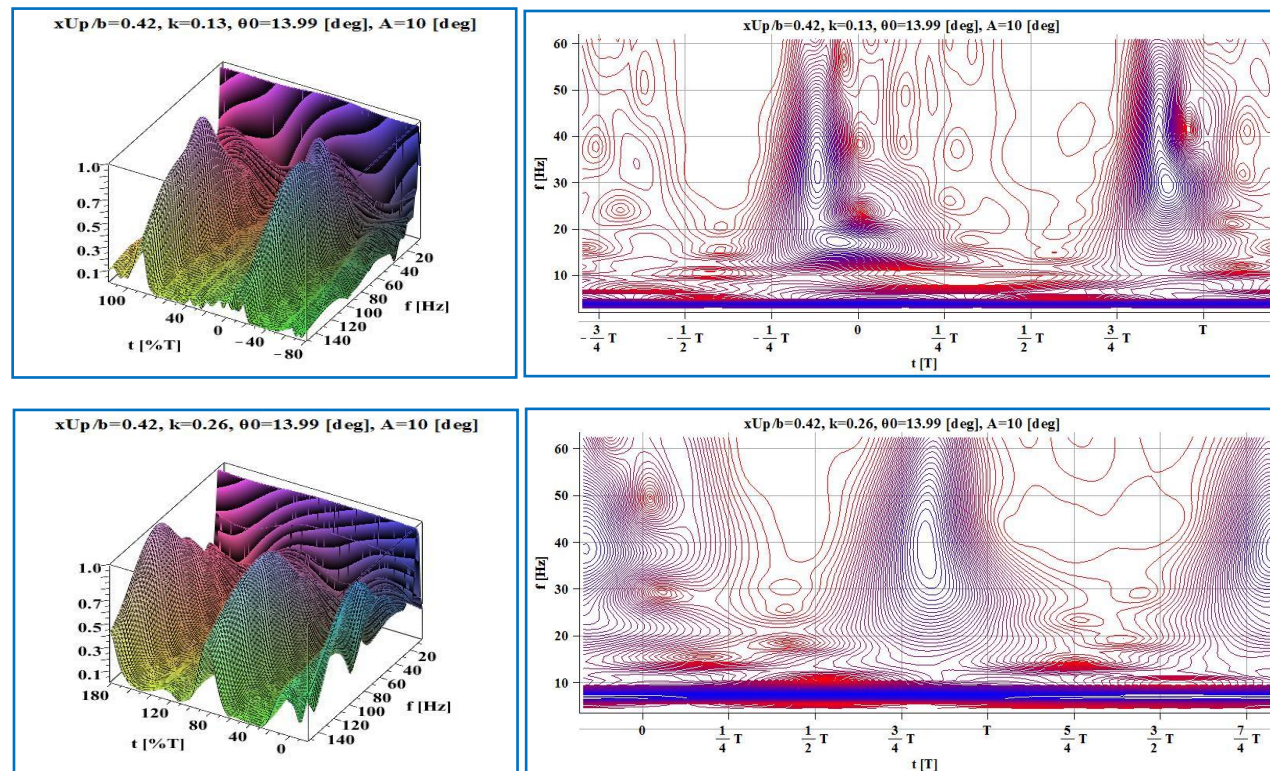


Рисунок 16

## Заключение

В результате проведенных в аэродинамической трубе ЦАГИ экспериментальных исследований модели крыла с вертолетным профилем в стационарном и динамическом режимах получены следующие результаты

- стационарные осредненные аэродинамические коэффициенты  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $mz$ , полученные двумя методами: прямым измерением сил с помощью весов и интегрированием распределения давления по хорде, измеренного на верхней и нижней поверхности профиля с помощью миниатюрных датчиков давления; показано хорошее совпадение величин этих коэффициентов, полученных двумя указанными выше путями;

- пульсации ( $2\sigma$ ) коэффициентов сил  $C_x$ ,  $C_y$  и момента  $mz$  по результатам прямых измерений; показано, что пульсации максимальны сразу после отрыва потока, а при дальнейшем увеличении угла тангажа пульсации уменьшаются; обнаружено явление гистерезиса коэффициентов на положительных углах тангажа (на отрицательных углах гистерезиса практически нет);

- пульсации ( $2\sigma$ ) коэффициентов давления  $C_p$  в различных точка хорды максимальны в области передней и задней кромок;

- в динамическом режиме продемонстрирован эффект «взрыва частот».

## Библиографические ссылки

1. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование прикладных задач аэродинамики вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта // Труды МАИ. 2016. № 87. URL:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=65636>

2. Гарипова Л.И., Батраков А.С., Кусюмов А.Н. Учет динамических условий обтекания профиля при решении задачи определения балансируемых углов несущего винта вертолета // Труды МАИ. 2017. № 95. URL:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=84439>

3. Ham N.D., Garelick M.S. Dynamic Stall Considerations in Helicopter Rotors // Journal of the American Helicopter Society, April 1968, vol. 13, pp. 49 - 55.

4. Johnson W., Ham N.D. On the Mechanism of Dynamic Stall, *Journal of the American Helicopter Society*, October 1972, vol. 17, pp. 36 - 45.

5. McCroskey W.J., Carr L.W., McAlister K.W. Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils // AIAA Journal, 1976, vol. 14, no. 1, pp. 57 - 63, available at:

<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.61332>

6. McCroskey W.J., Philippe J.J. Unsteady Viscous Flow on Oscillating Airfoils // AIAA Journal, 1975, vol. 13 (1), pp. 71 - 79.

7. Sathesh Mariappan, A.D. Gardner, Kai Richter, Markus Raffel. Analysis of Dynamic Stall Using Dynamic Mode Decomposition Technique // AIAA Journal, November 2014, vol. 52, no. 11, pp. 2427 - 2439, doi: [10.2514/1.J052858](https://doi.org/10.2514/1.J052858)

8. Mulleners K., Pape A.L., Heine B., Raffel M. The dynamics of static stall // In: 16th International Symposium of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 10-12 Yuli 2012, available at:

[https://www.researchgate.net/publication/236619991\\_Mulleners\\_et\\_al\\_2012\\_lisbon\\_static\\_stall](https://www.researchgate.net/publication/236619991_Mulleners_et_al_2012_lisbon_static_stall)

9. Анимица В.А., Борисов Е.А., Крицкий Б.С., Миргазов Р.М. Расчетные

исследования виброперегрузок несущего винта, вызванных пульсацией силы тяги, на базе вихревой теории // Труды МАИ. 2016. № 87. URL:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=69626>

10. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Программный комплекс для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолетов на базе нелинейной лопастной вихревой теории // Труды МАИ. 2010. № 38. URL:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=14148>

11. Бузыкин О.Г., Голубев Н.В., Казаков А.В. Численные и экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик колеблющихся профилей в условиях трубного эксперимента // Труды 10-го Форума Российского вертолётного общества (Москва, 28-29 ноября 2012). - М.: МАИ, 2012. Т. 1. С. 105 - 116.

12. Coe C.F., Mellenthin J.A. Buffeting Forces on Two-dimensional Airfoils as Affected by Thickness and Thickness Distribution, NACA RM A53K24, 1954, available at: <http://www.aerade.aero/reports/1954/naca-rm-a53k24.pdf>

13. Andrew H. Lind, Anya R. Jones. Unsteady airloads on static airfoils through high angles of attack and in reverse flow // Journal of Fluids and Structures, 2016, vol. 63, pp. 259 - 279, doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2016.03.005](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2016.03.005)

14. Richter K., Koch S., Gardner A.D., Mai H., Klein A., Rohardt C.-H. Experimental investigation of unsteady transition on a pitching rotor blade airfoil // 38th European Rotorcraft Forum, 4–7 September 2012, Amsterdam, Netherlands, pp. 1099 - 1111.

15. Голубев Н.В., Кириллов О.Е., Махнев М.С. Экспериментальное исследование в АДТ ЦАГИ СВС-2 влияния чисел Маха потока и приведенной частоты на



нестационарные аэродинамические характеристики вертолетных профилей при колебаниях по углу атаки // Материалы Шестнадцатой международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики». – М.: ЦАГИ, 2016.- 198 с.

16. Leishman J.G. Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press, New York, USA, 2006, available at:

[https://books.google.ru/books?hl=ru&lr=&id=nMV-TkaX-9cC&oi=fnd&pg=PR19&ots=CrcSm7ZHcz&sig=a\\_dRqOKb54AoSHVg6za3IpHHkcQ&redir\\_esc=y#v=onepage&q&f=false](https://books.google.ru/books?hl=ru&lr=&id=nMV-TkaX-9cC&oi=fnd&pg=PR19&ots=CrcSm7ZHcz&sig=a_dRqOKb54AoSHVg6za3IpHHkcQ&redir_esc=y#v=onepage&q&f=false)

17. Чуи К. Введение в вейвлеты: Пер. с англ. – М.: Мир, 2001. - 412 с.

18. Смоленцев Н.К. Основы теории вейвлетов. Вейвлеты в MATLAB. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 304 с.

19. Рыбин В.В. Описание сигналов и линейных нестационарных непрерывных систем управления в базисах вейвлетов // Труды МАИ. 2003. № 10. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34572>

20. Рыбин В.В. Разработка и применение пакетов расширения MLSY\_SM СКМ Mathcad, Maple, Mathematica, Matlab // Труды МАИ. 2003. № 13. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=34432>